



Funktionsweise Globaler Navigationssatellitensysteme (GNSS)

Dr. E. Engler
DLR, Institut für Kommunikation und Navigation



Funktionsweise

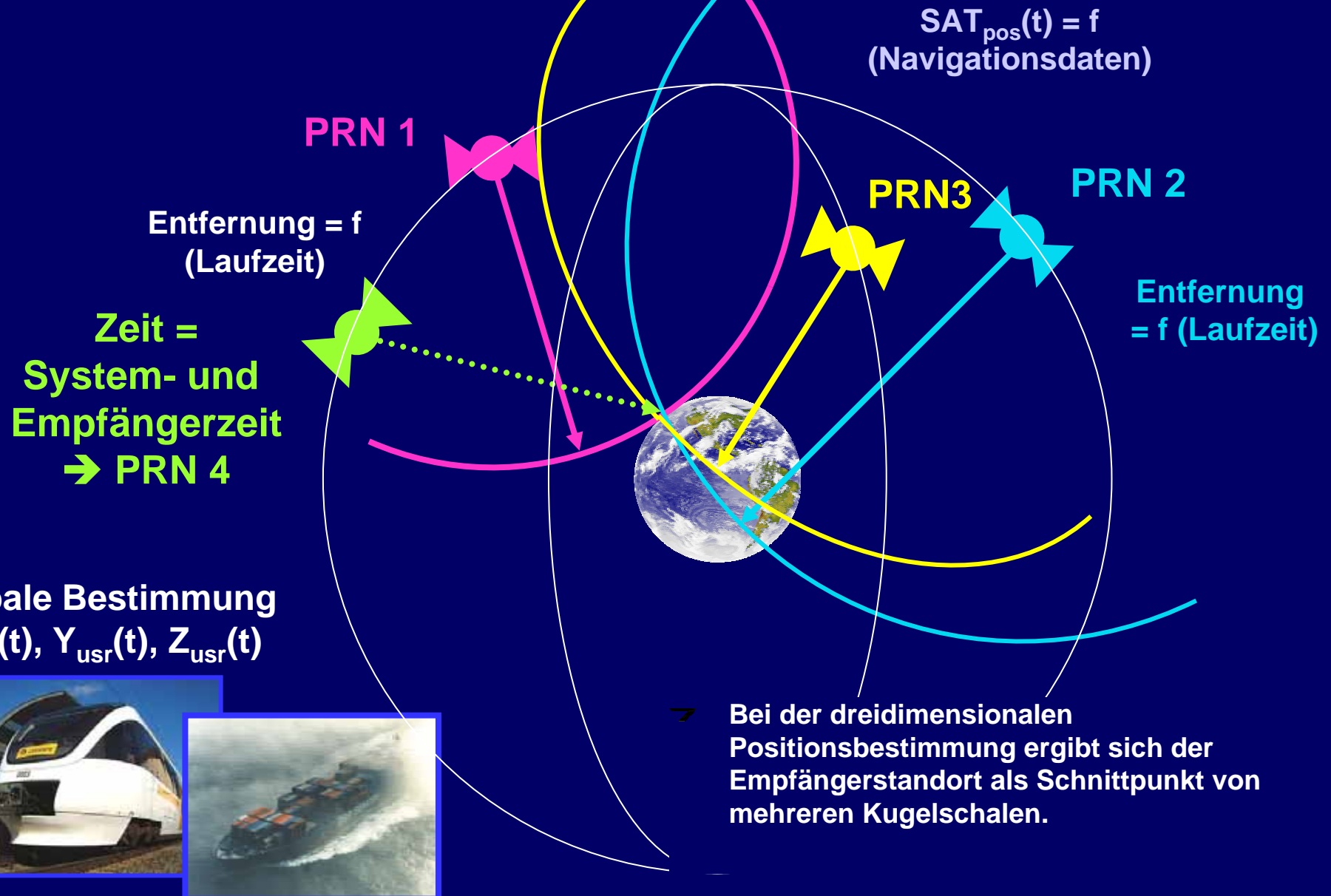
Messprinzipien

Messfehler

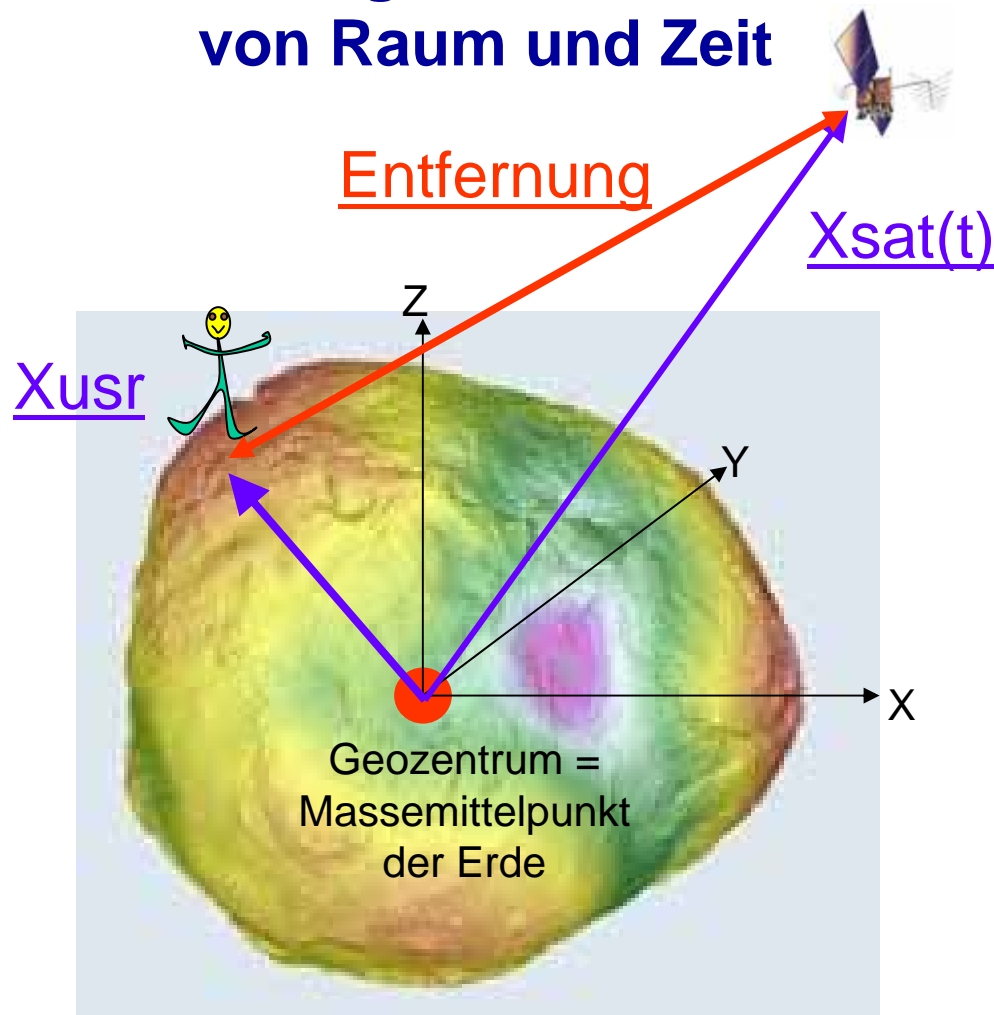
Qualitätskenngrößen

Navigationssatelliten (GPS, Glonass, Galileo) kann man sich als um die Erde bewegende Referenzpunkte vorstellen, die kontinuierlich modulierte Funksignale aussenden

3D - Positionsbestimmung



Management von Raum und Zeit



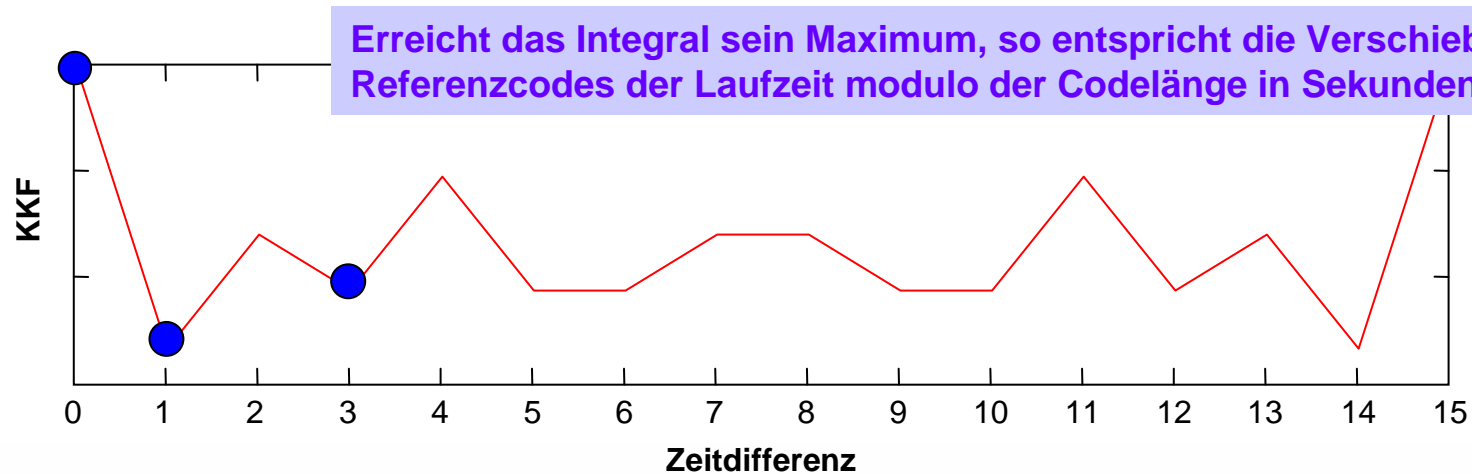
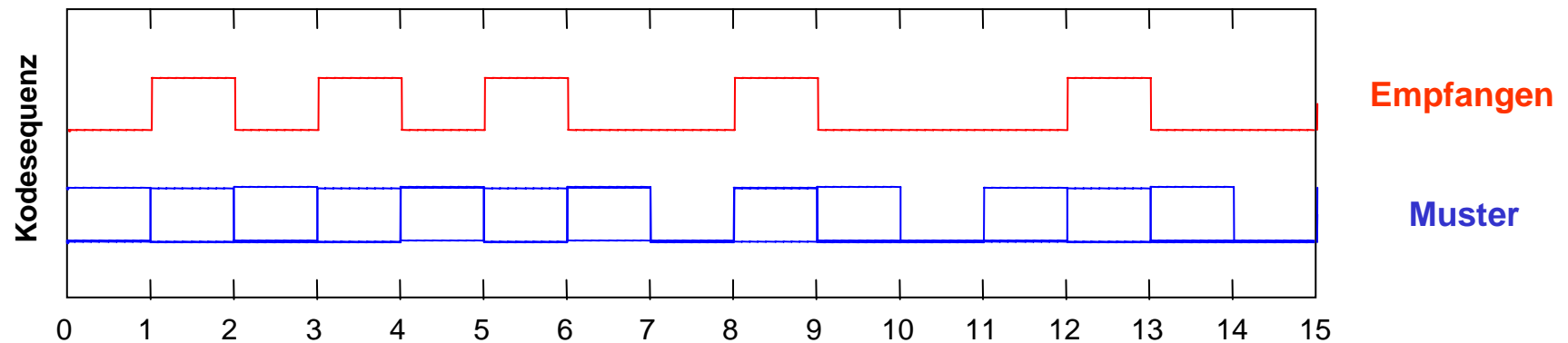
- Die **Angabe von Positionen** erfolgt in einem vorab spezifizierten **Koordinatensystem** mit einem eindeutigen **Zeitbezug**.
- Die Verwendung von **Navigationsdaten** ermöglicht dem Empfänger, die **Position jedes GNSS-Satelliten** für einen bestimmten Zeitpunkt zu berechnen.
(GPS: WGS 84, GPS Systemzeit)
- Die Navigationsdaten werden im Bodenkontrollsegment erzeugt. Die Satellitenposition wird dabei mit Hilfe von Kepler-Elementen beschrieben.
- Um die Empfängerposition auf Landkarten abzubilden, ist eine Koordinatentransformation notwendig.



Entfernungsmessung – Range

$t_{\text{ref}} = t_{\text{sig}}$ \downarrow $+1$ \downarrow $t_{\text{ref}} = t_{\text{sig}} + 3$

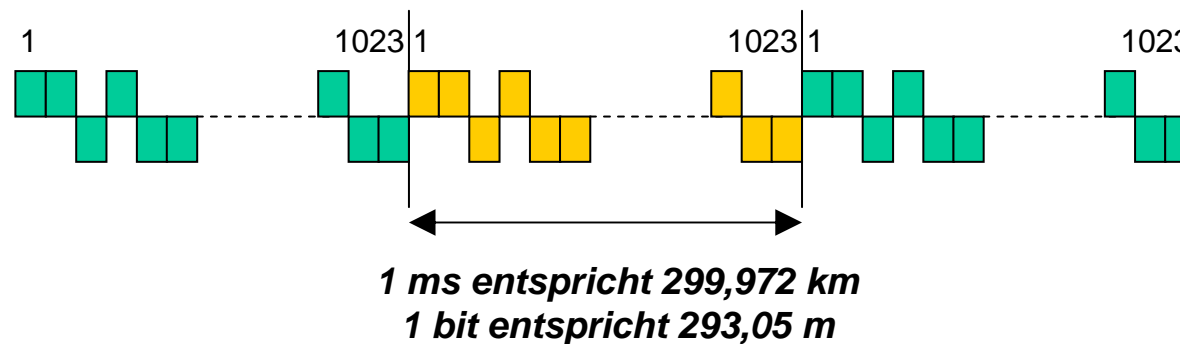
Das Produkt aus Signalcode (Empfang) und Referenz-code (Empfänger) wird über die Codelänge integriert.





Kalibrierung der Code-basierten Entfernungsmessung

- C/A Code (GPS) besteht aus einer Sequenz von 1023 bits, die mit einer Datenrate von 1.023 MHz/s ausgesendet werden



- Kreuzkorrelationsergebnis entspricht Entfernungsmessung modulo 299,972 km, wobei Entfernungsmessungen (Erdoberfläche) über 20.000 km liegen
- Kalibrierung erfordert a-priori Informationen aus den Navigationsdaten:
 - Satellitenposition aus Almanach
 - Hand-over-Word (gekürzter Sendezeitpunkt der NAV-Daten)



Entfernungsmessung - Trägerphase

Das empfangene, Doppler verschobene Trägersignal wird mit der im Empfänger erzeugten Referenzfrequenz (nominal konstant) verglichen.

Doppler Frequenz

$$f_{\text{Doppler}}(t) = f_{\text{ref}} \cdot \left[1 - \frac{1}{c} \cdot \frac{ds(t)}{dt} \right]$$

Frequenzdifferenz

$$f_{\text{ref}} - f_{\text{Doppler}}(t) = f_{\text{ref}} \cdot \left[\frac{1}{c} \cdot \frac{ds(t)}{dt} \right]$$

Phasendifferenz

$$\varphi(t) = \int_{t_0}^t (f_{\text{ref}} - f_{\text{Doppler}}(t)) \, dt = \frac{1}{\lambda} \int_{t_0}^t \frac{ds(t)}{dt} dt$$

- Unkalibriert – Mehrdeutigkeit bei t_0
- Präzise – Wellenlänge im Zentimeterbereich z.B. $\lambda_1 \sim 19 \text{ cm}$
- Stetigkeit – durch Cycle Slips unterbrochen



System- und Ausbreitungsbedingte Fehleranteile





Beobachtungsgrößen - Messmodelle

Codephasenmessung

$$P(t, f_x) = R_{geo}(t) + c \cdot (\delta T_{sat}(t) - \delta T_{rec}(t)) + d_{ion}(t, f_x) + d_{tro}(t) - m(t) + n(t)$$

Trägerphasenmessung

$$\varphi(t, f_x) = R_{geo}(t) + c \cdot (\delta T_{sat}(t) - \delta T_{rec}(t)) - d_{ion}(t, f_x) + d_{tro}(t) - \lambda(f_x) \cdot N(t) + \varepsilon_\varphi$$

Messgröße

Messmodell

Positionsbestimmung

$$D_{isat}(t) = F\{P_{isat}(t, f_x), \varphi_{isat}(t, f_x)\} \quad isat = 1, 2 \dots N_{sat} \quad N_{sat} \geq 4$$
$$= \sqrt{(X_{isat} - \underline{X_{rec}})^2 + (Y_{isat} - \underline{Y_{rec}})^2 + (Z_{isat} - \underline{Z_{rec}})^2} + c \cdot \underline{\delta T_{rec}}$$

Position und Empfängeruhrenfehler

Genauigkeit, Integrität und Kontinuität

Genauigkeitsfunktionalität:

Einhalten des erlaubten
Grenzwertes für
Positionsfehler (95%)

*Nicht
erfüllt !*

Mögliche Ursachen:

? GNSS

*? Ausbreitungsfehler
und Störungen*

? Empfänger

- Selbsterkennung durch System
- Alarm an Nutzer innerhalb ToA
- Tolerierbarer Fehler

Integritätsfunktionalität:

Detektion von systembedingten
Genauigkeitsverletzungen und
rechtzeitige Information der
Nutzer → GALILEO / GPS 3

Erfüllt !

Alarm Limit

Kontinuitätsgarantie:

Wahrscheinlichkeit für einen
spezifizierten Zeitraum, dass
die Integritäts- und Genauig-
keitsfunktionalität gewähr-
leistet ist (99.97% = 1x in 3h)



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft



GNSS Integrität

Integritätsrisiko:

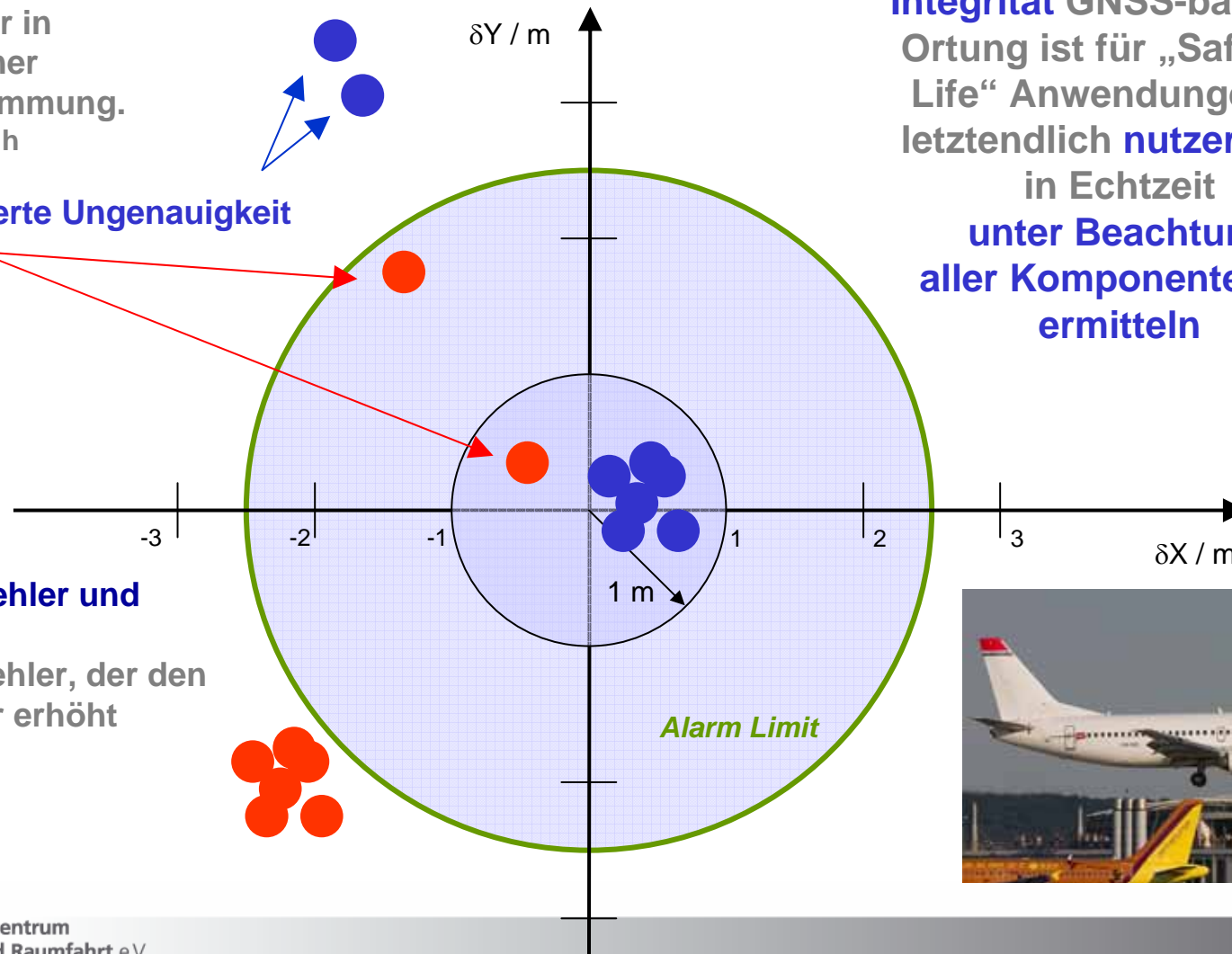
Erlaubter Fehler in
systembezogener
Integritätsbestimmung.
10-5/3h ~ 1x in 30 h

- Nicht detektierte Ungenauigkeit
- **Fehlalarm**

Ausbreitungsfehler und Empfänger:

Zusätzlicher Fehler, der den
Positionsfehler erhöht

Integrität GNSS-basierter
Ortung ist für „Safety of
Life“ Anwendungen ist
letztendlich **nutzerseitig**
in Echtzeit
unter Beachtung
aller Komponenten zu
ermitteln



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft